



(19)

(11) Publication number:

10331791 A

Generated Document.

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(21) Application number: 09142812

(51) Intl. Cl.: F04D 29/38 F01D 5/14

(22) Application date: 30.05.97

(30) Priority:

(43) Date of application
publication: 15.12.98(84) Designated contracting
states:

(71) Applicant: TOSHIBA CORP

(72) Inventor: INOUE MASAHIRO
OKUNO KENICHI

(74) Representative:

**(54) VANE FOR AXIAL
FLOW COMPRESSOR AND
AXIAL FLOW
COMPRESSOR USING THE
VANE**

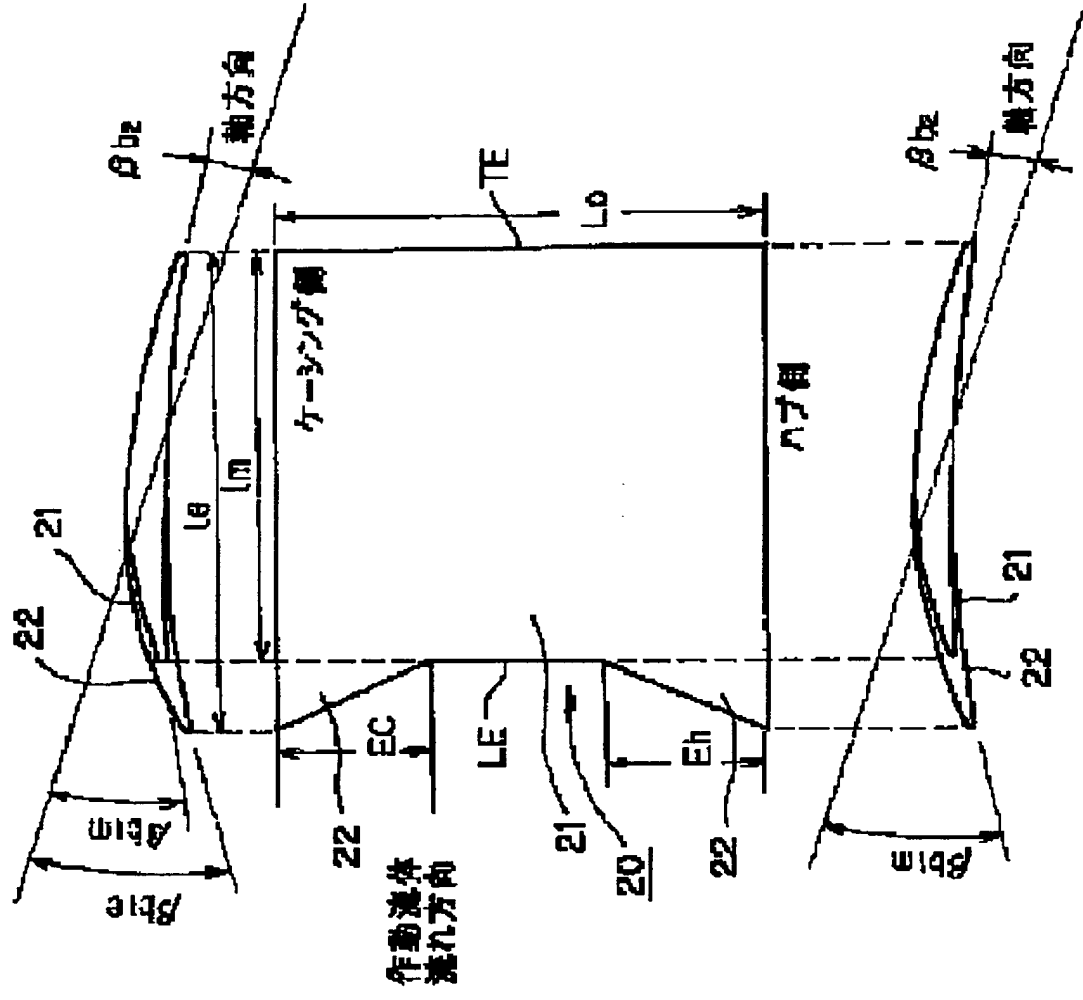
(57) Abstract:

PROBLEM TO BE SOLVED: To reduce loss in an vane end and increase a vane load by extending a chord length of a protruding vane part longer than that of a main vane part, and forming a vane in-angle of at least one of protruding vane parts on the sides of casing and hub larger

than an vane in-angle of the main vane part,

SOLUTION: A movable vane 20 comprises a main vane part 21 and a protruding vane part 22 which is continuously formed at both ends of front edge LE of the part 21 on the sides of casing and hub. The part 22 extends long in the flow direction of work fluid with respect to the part 21, and a chord length l_e to the front edge LE of the part 22 on the basis of a rear edge TE of the vane 20 is made longer than a chord length to the front edge LE of the part 21. A vane in-angle β_{lm} of the part 22 is formed larger than that β_{lm} of the part 21. Accordingly, a thickness of a back side U shaped swirl boundary layer is restrained low, thereby improving the performance of vane.

COPYRIGHT: (C)1998,JPO



(19)日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11)特許出願公開番号

特開平10-331791

(43)公開日 平成10年(1998)12月15日

(51)Int.Cl.⁶

識別記号

F I

F 0 4 D 29/38

F 0 4 D 29/38

A

F 0 1 D 5/14

F 0 1 D 5/14

// F 0 2 C 7/04

F 0 2 C 7/04

審査請求 未請求 請求項の数7 O L (全 13 頁)

(21)出願番号

特願平9-142812

(22)出願日

平成9年(1997)5月30日

(71)出願人 000003078

株式会社東芝

神奈川県川崎市幸区堀川町72番地

(72)発明者 井上 雅弘

福岡県福岡市早良区百道3-10-18

(72)発明者 奥野 研一

神奈川県横浜市鶴見区末広町二丁目4番地

株式会社東芝京浜事業所内

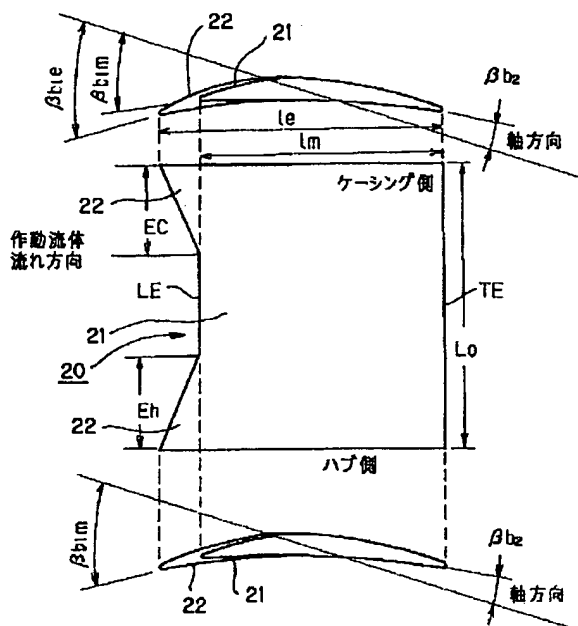
(74)代理人 弁理士 波多野 久 (外1名)

(54)【発明の名称】 軸流圧縮機用翼およびその翼を適用する軸流圧縮機

(57)【要約】

【課題】端壁損失を低減し、かつ翼負荷を高め、さらに信頼性の向上を図った軸流圧縮機用翼およびその翼を適用する軸流圧縮機を提供する。

【解決手段】本発明に係る軸流圧縮機用翼は、ケーシング側およびハブ側に、作動流体の上流側に向って突き出した突き出し翼部22を連続一体に形成した主幹翼部21を備えたものである。また、本発明に係る軸流圧縮機は、静翼29と動翼20を組み合わせて段落を軸方向に配置し、上記動翼を、ケーシング側およびハブ側に、作動流体の上流側に向って突き出した突き出し翼部22を連続一体に形成する主幹翼部21を構成したものである。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 ケーシング側およびハブ側に、作動流体の上流側に向って突き出した突き出し翼部を連続一体に形成した主幹翼部を備え、上記突き出し翼部の弦長を上記主幹翼部の弦長よりも長く延ばすとともに、上記ケーシング側およびハブ側の少なくとも一方の突き出し翼部の翼入口角を上記主幹翼部の翼入口角よりも大きく形成したことを特徴とする軸流圧縮機用翼。

【請求項2】 ケーシング側およびハブ側に、作動流体に向って突き出した突き出し翼部を連続一体に形成した主幹翼部は、静翼および動翼の少なくとも一方に適用したことを特徴とする請求項1記載の軸流圧縮機用翼。

【請求項3】 ケーシング側およびハブ側の突き出し翼部の翼高さを E_c 、 E_h とし、ケーシング側からハブ側までの全翼高さを L_0 とすると、上記ケーシング側およびハブ側の突き出し翼部の翼高さに対する全翼高さの翼高比 E_c/L_0 、 E_h/L_0 は、

【数1】 $E_c/L_0 > 1/6$

$E_h/L_0 > 1/6$

の範囲に設定したことを特徴とする請求項1記載の軸流圧縮機用翼。

【請求項4】 ケーシング側およびハブ側に、作動流体の上流側および下流側に向って突き出した突き出し翼部を連続一体に形成した主幹翼部を備え、上記突き出し翼部の弦長を上記主幹翼部の弦長よりも長く延ばすとともに、上記ケーシング側およびハブ側の少なくとも一方の突き出し翼部の翼入口側を上記主幹翼部の翼入口角よりも大きく形成したことを特徴とする軸流圧縮機用翼。

【請求項5】 ケーシング側およびハブ側に、作動流体の上流側および下流側に向って突き出した突き出し翼部を連続一体に形成した主幹翼部は、静翼および動翼の少なくとも一方に適用したことを特徴とする請求項4記載の軸流圧縮機用翼。

【請求項6】 静翼と動翼を組み合わせた段落を軸方向に沿って配列した軸流圧縮機において、上記動翼は、ケーシング側およびハブ側に作動流体の上流側に向って突き出した突き出し翼部を連続一体に形成した主幹翼部を備えたことを特徴とする軸流圧縮機。

【請求項7】 動翼は、突き出し翼部の主幹翼部の前縁からの長さを l_{ea} とし、主幹翼部の弦長を l_m とすると、突き出し翼部の長さに対する主幹翼部の弦長に対する長さ比 l_{ea}/l_m を

【数2】 $0.1 < l_{ea}/l_m < 0.4$

の範囲に設定したことを特徴とする請求項6記載の軸流圧縮機。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】 本発明は、軸流圧縮機用翼およびその翼を適用する軸流圧縮機に係り、特に回転軸の軸方向に沿って配列される翼列が作動流体通過の際、発

生する二次流れ損失を抑制し、その翼列効率の向上を図った軸流圧縮機用翼およびその翼を適用する軸流圧縮機に関する。

【0002】

【従来の技術】 例えば、軸流圧縮機翼等の軸流流体機械は、流体エネルギーを機械エネルギーに変換する原動機である。この軸流圧縮機は、駆動機から与えられる動力で回転し、その際、吸い込んだ大気を圧縮して高圧空気という形で流体エネルギーに変換する。このエネルギー変換には当然のことながら損失を伴う。機械エネルギーと流体エネルギー間の変換率を軸流流体機械の効率と称し、この効率を向上させること、すなわち損失を低減することが重要な課題となっている。

【0003】 図25は、軸流圧縮機の構成を示す例示である。軸流圧縮機の静翼1は、ケーシング2に取り付けられると共に、動翼3は回転部であるディスク4に取り付けられている。このディスク4は、回転軸5と共に回転することにより、動翼3を介し、回転エネルギーを高圧流体というエネルギーに変換する。動翼3と静翼1により構成される通路部は、ケーシング2とディスク4で形成される壁に囲まれており、この部分を端壁（エンドウォール）と呼ぶ。

【0004】 また、別の軸流圧縮機には、図26に示すように、静翼1の先端にフィン6と内輪7とを備え、作動流体の漏洩を防止すると共に、静翼自身の剛性を高めたものがある。

【0005】 一般的に、軸流機械の翼列は、端壁が存在することにより、端壁損失が翼列損失の主要な部分を占めている。

【0006】 この端壁損失の主因は、翼列内部に発生する二次流れによる渦とそれが引き起こす翼負圧面端壁の剥離、および端壁境界層内の速度分布に起因する翼の入口角と、実際の作動流体の流入角のミスマッチである。

【0007】 ここで典型的な例として、図27を用いて翼列内における二次流れの発生機構を説明する。なお、図中、端壁8は、具体的にはケーシングを指す。隣接する翼9a、9b間の翼間流路を作動流体が流れるときに、端壁8の近傍において流入する低エネルギー流体である入口境界層10a、10bは、翼9a、9bの前縁11a、11bに衝突して背側馬蹄型渦12a、12bと腹側馬蹄型渦13a、13bとに分かれる。背側馬蹄型渦12a、12bは翼負圧面SSと端壁8の境界層の発達により次第に成長しながら下流側へ流出していく。一方、腹側馬蹄型渦13a、13bは翼正圧面PSと翼負圧面SSとの圧力差により腹側から背側に向かう流路渦14へと成長する。これらの背側馬蹄型渦12a、12bと流路渦14は二次流れ渦と称されている。これらの渦の形成のために作動流体の持つエネルギーは散逸され、さらに剥離を生じることになりこれが損失となる。

【0008】 図28は軸流圧縮機の翼を示す。軸流圧縮

機の翼型は、その翼正圧面PSと翼負圧面SSとの間を内接する円15とその中心線を連ねた反り線（キャンバ線）16からなり、翼型の流入側端部を前縁LE、流出側端部を後縁TEと称している。ここで前縁LEにおける反り線16の接線と軸方向のなす角を翼入口角 β_{b1} 、また、後縁TEにおける反り線16の接線と軸方向のなす角を翼出口角 β_{b2} と称している。これら翼入口角 β_{b1} および翼出口角 β_{b2} は、翼の幾何学的形状から決まるパラメータであるが、実際の作動流体の流れから定義されるものに翼の流入角 β_{f1} 、翼の流出角 β_{f2} がある。それぞれ、作動流体の翼に入る角度および作動流体の翼から出る角度を、軸方向を基準とし定義したものである。また、翼の前縁LEと後縁TEとの距離を弦長 l 、翼の取付角度を軸方向から定義したものをスタガ角 δ と呼ぶ。

【0009】軸流圧縮機のような減速翼列の場合、端壁に限らず、図29に示すように、その損失の大きさは、翼のインシデンス i 、つまり翼の流入角 β_{f1} と翼の入口角 β_{b1} の差（ $\beta_{f1}-\beta_{b1}$ ）に大きく依存する。またインシデンス i を増大していくと、損失が増大すると共に、翼負圧面SSでの流れが大きく剥離し失速する。この点を正の失速点と呼ぶ。この剥離が成長し、他の段落にまで伝播するとサージという大きな流体加振を生ずる現象を引き起こすことになり、それは翼の破損という重大事態に至る。一般的に、翼は、設計作動点から失速点までの範囲を失速マージンと呼んでいる。つまり、この失速マージンは翼の性能との関係で重要な要素である。

【0010】前述した損失を低減する手段には、端壁の翼断面のスタガ角 δ を調整し、端壁境界層内の速度分布に翼の入口角を合わせることで端壁損失の低減を図る技術がある。今、この技術を従来技術aと呼ぶ。

【0011】この従来技術aは、軸流圧縮機の静翼に適用したもので、その軸流速度 C_x の分布は、図30に示すように、ケーシング側およびハブ側の翼の両端部でゼロになっている。ケーシング側およびハブ側の翼の両端部で軸流速度 C_x がゼロになるのは、作動流体の粘性の影響を受けていると考えられる。

【0012】また従来技術aの静翼は、図31に示すように、翼中間部で翼型aが流入角 α 、スタガ角 δ_1 、流出角 α_2 になっているのに対し、ケーシング側およびハブ側の翼端部で翼型bが流入角 α_{10} 、スタガ角 δ_{10} 、流出角 α_{20} になっており、ケーシング側およびハブ側の翼端部の翼型bの方をより大きく形成している。なお、図32で示す翼型aは図31で示す静翼1の翼中間部分に、また翼型bは、図31で示すハブ側の翼端部にそれぞれ対応させたものである。

【0013】また、翼中間部の翼型aの速度三角形は、図32に示すように、軸流速度 C_x が大きくなっているのに対し、ケーシング側およびハブ側の翼端部の翼型bの速度三角形は、図33に示すように軸流速度 C_x が相対的に小さくなっている。なお、 U は周速を、また C_1

および C_{10} は作動流体の絶対速度をそれぞれ示す。

【0014】このように、従来技術aにおける軸流圧縮機の静翼では、作動流体の粘性に伴う境界層の流れに合わせてケーシング側およびハブ側の翼端部の翼型bの流入角 α_{10} を設定し、これに伴ってスタガ角 δ_{10} を調整し、インシデンス i を適正範囲に設定することにより、翼列損失を低減させ、また失速マージンの範囲を大きく確保できるように図っている。

【0015】

【発明が解決しようとする課題】ところで、従来技術aでは、ケーシング側およびハブ側の翼端部で、翼入口角を翼流入角に合わせるよう、翼のスタガ角 δ を変えるために、図34に示すように、前縁LEのみならず翼厚みの薄い後縁TEでも逆方向にひねりが増大することになる。その結果として遠心力CFおよび流体力GFによる後縁TEでの高応力部分HSが発生し後縁TEの変位が増大する。特に、動翼においては、その後縁TEにおける高応力部分HSが発生し、また変位の増大による静止部との接触（ラビング）を生ずるといった大きな問題点がある。

【0016】また、この従来技術aの場合、境界層内の流れに合わせるために翼のスタガ角 δ を変更しており、翼入口角の増大に伴い翼出口角が増大し、従来の設計に比べ翼端部での負荷が減少している。すなわち、実際の流入角 α_{10} と流出角 α_{20} との差で表される転向角は、従来技術aの場合、小さくなる。よって、ケーシング側およびハブ側の翼端部での負荷が減少し、翼全体の負荷も減少することになり、所定の圧力比がとれない場合があるという問題点がある。さらに、負荷の低下により、低いエネルギー領域が翼端部に形成され、境界層の成長が促進され、効率向上の効果は少ない。

【0017】端壁損失の低減を図った別の技術としては、図35に示すように主幹翼部16のケーシング側およびハブ側に、作動流体流れ方向に向かって突き出した突き出し翼部17、18を一体形成した静翼1が提案されている。この技術を従来技術bと呼ぶ。この従来技術bは、翼端部の2次流れを抑制する技術である。この従来技術bによる静翼1は、その翼の前縁LEを作動流体が流れ上流方向に延ばし、突き出し翼部17、18の翼弦長 l_e を主幹翼部16の翼弦長 l_m に対し大きくしたことを特徴としたものである。図中の翼面静圧力分布に示すように、突き出し翼部17、18は、その翼弦長 l_e を、主幹翼部16の翼弦長 l_m に対し大きくしたことにより、ケーシング側およびハブ側の翼端部と主幹翼部16の翼負圧面静圧分布にずれが生じ、前縁LEでは主幹翼部16と翼端部とに圧力差 ΔP が生じる。この圧力差 ΔP により、主幹翼部16から翼端部へ向かう押圧力Fが生じ、作動流体の流れがケーシング側およびハブ側の翼端部に引き込まれ、翼端部が活性化されることになり、翼端部の2次流れ渦の成長を抑える。この作用によ

り翼端部損失を低減させ、かつ失速マージンを大きくする効果を持つ。しかしながら、従来技術bによる静翼1の翼入口角分布は、ケーシング側およびハブ側の翼端部の翼型が従来のままであるために、前述したように、翼端部においてインシデンスが大となり、それに起因する損失は依然大きく、翼端部での失速マージン改善効果が少ないという問題点があった。

【0018】本発明は、これら従来技術の欠点を改良するためになされたもので、翼端部損失を低減し、かつ翼負荷を高め、さらに信頼性の向上を図った軸流圧縮機用翼およびその翼を適用する軸流圧縮機を提供することを目的とする。

【0019】

【課題を解決するための手段】本発明に係る軸流圧縮機用翼は、上記目的を達成するために、請求項1に記載したように、ケーシング側およびハブ側に、作動流体の上流側に向かって突き出した突き出し翼部を連続一体に形成した主幹翼部を備え、上記突き出し翼部の弦長を上記主幹翼部の弦長よりも長く延ばすとともに、上記ケーシング側およびハブ側の少なくとも一方の突き出し翼部の翼入口角を上記主幹翼部の翼入口角よりも大きく形成したものである。

【0020】本発明に係る軸流圧縮機用翼は、上記目的を達成するために、請求項2に記載したように、ケーシング側およびハブ側に、作動流体に向かって突き出した突き出し翼部を連続一体に形成した主幹翼部は、静翼および動翼の少なくとも一方に適用したものである。

【0021】本発明に係る軸流圧縮機用翼は、上記目的を達成するために、請求項3に記載したように、ケーシング側およびハブ側の突き出し翼部の翼高さを E_c 、 E_h とし、ケーシング側からハブ側までの全翼高さを L_0 とすると、上記ケーシング側およびハブ側の突き出し翼部の翼高さに対する全翼高さの翼高比 E_c/L_0 、 E_h/L_0 は、

【数3】 $E_c/L_0 > 1/6$

$E_h/L_0 > 1/6$

の範囲に設定したものである。

【0022】本発明に係る軸流圧縮機用翼は、上記目的を達成するために、請求項4に記載したように、ケーシング側およびハブ側に、作動流体の上流側および下流側に向かって突き出した突き出し翼部を連続一体に形成した主幹翼部を備え、上記突き出し翼部の弦長を上記主幹翼部の弦長よりも長く延ばすとともに、上記ケーシング側およびハブ側の少なくとも一方の突き出し翼部の翼入口側を上記主幹翼部の翼入口角よりも大きく形成したものである。

【0023】本発明に係る軸流圧縮機用翼は、上記目的を達成するために、請求項5に記載したように、ケーシング側およびハブ側に、作動流体の上流側および下流側に向かって突き出した突き出し翼部を連続一体に形成した

主幹翼部は、静翼および動翼の少なくとも一方に適用したものである。

【0024】本発明に係る軸流圧縮機用翼は、上記目的を達成するために、請求項6に記載したように、静翼と動翼を組み合わせた段落を軸方向に沿って配列した軸流圧縮機において、上記動翼は、ケーシング側およびハブ側に作動流体の上流側に向かって突き出した突き出し翼部を連続一体に形成した主幹翼部を備えたものである。

【0025】本発明に係る軸流圧縮機用翼は、上記目的を達成するために、請求項7に記載したように、動翼は、突き出し翼部の主幹翼部の前縁からの長さを l_{ea} とし、主幹翼部の弦長を l_m とすると、突き出し翼部の長さに対する主幹翼部の弦長に対する長さ比 l_{ea}/l_m を

【数4】 $0.1 < l_{ea}/l_m < 0.4$

の範囲に設定したものである。

【0026】

【発明の実施の形態】以下、本発明に係る軸流圧縮機用翼およびその翼を適用する軸流圧縮機の実施形態を図面を参照して説明する。

【0027】図1は、本発明に係る軸流圧縮機用翼を動翼に適用した第1実施形態の概略図である。

【0028】動翼20は、主幹翼部21と突き出し翼部22とを備えた構成になっている。この突き出し翼部22は、主幹翼部21の前縁TEのケーシング側およびハブ側の両端部に連続一体的に形成される。

【0029】また、突き出し翼部22は、主幹翼部21に対し、作動流体の流れ方向に向かって長く延びており、動翼20の後縁TEを基準にして主幹翼部21の前縁LEまでの弦長を l_m とし、突き出し翼部22の前縁LEまでの弦長を l_e とすると、 $l_e > l_m$ になっている。なお、 $l_e > l_m$ の関係は、翼高さ方向に向かって表わすと、図3に示す分布形状になる。

【0030】一方、ケーシング側の主幹翼部21は、図1に示すように、軸方向を基準にして翼入口角 β_{b1e} で振られているのに対し、ケーシング側の突き出し翼部22は、軸方向を基準にして翼入口角 β_{b1e} で振られており、突き出し翼部22の翼入口角 β_{b1e} と主幹翼部21の翼入口角 β_{b1m} との関係では、 $\beta_{b1e} > \beta_{b1m}$ になるように形成される。

【0031】なお、この $\beta_{b1e} > \beta_{b1m}$ の関係は、翼高さ方向に向かって表わすと、図2に示す分布形状になる。

【0032】また、ハブ側の主幹翼部21および突き出し翼部22は、ともに軸方向を基準に翼入口角 β_{b1m} として同一に振られている。なお、後縁TEの主幹翼部21は軸方向を基準に翼出口角 β_{b2} とすると、ケーシング側およびハブ側ともに同一に形成される。

【0033】他方、主幹翼部21の前縁LEのケーシング側およびハブ側に連続一体に形成された突き出し翼部22は、図1に示すように、動翼20の高さを L_0 と

し、ケーシング側の突き出し翼部22の高さを E_c とし、ハブ側の突き出し翼部20の高さを E_h とすると、各突き出し翼部22, 22の高さ比 E_c/L_0 , E_h/L_0 は、

$$\text{【数5】 } 1/6 < E_c/L_0 \quad \cdots \cdots (1)$$

$$\text{【数6】 } 1/6 < E_h/L_0 \quad \cdots \cdots (2)$$

に設定される。

【0034】各突き出し翼部22, 22の高さ比 E_c/L_0 , E_h/L_0 を上式(1), (2)の範囲に設定したのは、図4に示す風洞試験のデータに基づく。

【0035】図4は、縦軸に従来の翼の損失を1.0とした場合の損失比を、また横軸に各突き出し翼部22, 22の高さ E_h , E_c に対する動翼20の高さ L_0 の翼高比を示している。

【0036】図4に示す試験結果では、各突き出し翼部22, 22の翼高比 E_c/L_0 , E_h/L_0 が $1/6$ 以上になると、各損失が従来の翼の損失1.0に較べて少なくなっていることが認められる。

【0037】したがって、本実施形態では、各突き出し翼部22の翼高比 E_c/L_0 , E_h/L_0 を上式(1), (2)の範囲に設定したものである。

【0038】図5は、作動流体が本実施形態に係るケーシング側の突き出し翼部22に流入する速度成分の分布を示す図である。

【0039】作動流体がケーシング側の突き出し翼部22に流入する周方向 θ の速度成分は、ケーシング側で動翼20の周速 U と同一である。また、作動流体の軸方向 x の速度成分は、ケーシング側でゼロとなり、捩り境界層になっている。このため、作動流体の翼流入角は β_{f1m} から β_{f1e} に変化することになり、主幹翼部21の翼入口角 β_{b1m} に対し、ケーシング側の突き出し翼部22の翼入口角 β_{b1e} を大きく設定する必要がある。

【0040】ここで、作動流体の軸方向速度成分をゼロにするためには、突き出し翼部22の入口角 β_{b1e} を 90° に設定すると、突き出し翼部22の捩れが大きくなり過ぎるため、実際の設計では、流入角 β_{f1e} を境界層排除厚さ等の値に設定すればよい。

【0041】また、突き出し翼部22の翼入口角 β_{b1e} と主幹翼部21の翼入口角 β_{b1m} とは異なっているので、これらを滑かに連続一体に形成する必要があるが、この場合の連続一体の滑面は、乱流境界層内での速度分布の法則である $1/7$ 乗則等に基づいて変化させればよい。

【0042】一方、ハブ側の突き出し翼部22では、図6に示すように、作動流体の周方向 θ の速度成分、および半径方向 r の速度成分ともにゼロであるから、突き出し翼部22に流入する作動流体の速度成分がゼロに近づくものの、その流入角 β_{f1e} の変化は少ない。このため、ハブ側の突き出し翼部22の翼入口角 β_{b1m} は、主幹翼部21のそれと同じにすることができる。

【0043】図7および図8は、動翼20の背側23に沿って流れる背側馬蹄型渦24の抑制度合を、本実施形態に係る動翼20と従来技術aに係る動翼25とを対比させた図である。

【0044】図7は、本実施形態に係る動翼20の背側馬蹄型渦24の流れを、また図8は従来技術aに係る動翼25の背側馬蹄型渦24を、それぞれ示している。

【0045】本実施形態に係る動翼20は、主幹翼部21に対し、例えばケーシング等の壁面26に向って突き出し翼部22を備えているので、主幹翼部21から突き出し翼部22に向って押圧力 F が働く。このため、本実施形態に係る動翼20では、入口境界層27が動翼20の前縁 LE に衝突し、ここから発生した背側馬蹄型渦24が作動流体28とともに背側23に沿って流れても、押圧力 F により背側馬蹄型渦24に伴って発生する境界層厚さ δb を低く抑えることができる。これに対し、従来技術aに係る動翼20では、図8に示すように、押圧力が発生していないので、背側馬蹄型渦24が背側23に沿って後流側に流れる間に大きく成長し、境界層厚さ δb が大きくなる。

【0046】このように、本実施形態に係る動翼20では、押圧力 F により背側馬蹄型渦24の境界層厚 δb を低く抑えているので、従来技術aに較べて翼性能を向上させることができる。

【0047】図9は、流量(Q)—翼効率(η)を示す線図で、本発明dに係る動翼と、従来技術a, b, cに係る動翼とを対比させた $Q-\eta$ カーブである。

【0048】本発明dに係る動翼20は、主幹翼部21のケーシング側およびハブ側に突き出し翼部22, 22を連続一体に形成し、この突き出し翼部22, 22を主幹翼部21の前縁 LE から作動流体の流れ方向に向って長く延ばし、かつケーシング側の突き出し翼部22の翼入口角 β_{b1e} を主幹翼部21の翼入口角 β_{b1m} よりも大きく設定したので、従来技術a, b, cに係る動翼に較べ翼効率(η)を高くすることができる。

【0049】図10は、流量(Q)—圧力(P)を示す線図で、本発明dに係る動翼と、従来技術a, b, cに係る動翼とを対比させた、 $Q-P$ カーブである。

【0050】本発明dに係る動翼は、突き出し翼部22, 22の弦長を主幹翼部21のそれよりも長く延ばすとともに、突き出し翼部22, 22の翼入口角を主幹翼部21のそれよりも大きく形成しているので、作動流体の圧力上昇を高くすることができる。このため、本発明dに係る動翼では、従来技術a, b, cに係る動翼よりも失速点の範囲を大きくすることができ、軸流圧縮機の安全運転を行わせることができる。

【0051】このように、本実施形態に係る動翼によれば、ケーシング側およびハブ側の両翼端の損失を従来に較べ低減できるから、翼列性能が向上し、しかも失速マージンが拡大でき、さらに段落あたりの圧力上昇も増大

する。この結果、より少ない段落で軸流圧縮機を構成できるので、コスト低減と相俟って軸受スパンを短かくして危険速度域が少なくなるという信頼性が向上する。また、後縁での翼振れがケーシング側からハブ側まで連続一体になるので、後縁の応力集中が緩和され、ラビングを回避することができる。

【0052】図11は、本発明に係る軸流圧縮機用翼を動翼に適用した第2実施形態の概略図である。なお、第1実施形態の構成部品と同一または対応する部分には同一符号を付す。

【0053】本実施形態に係る動翼20は、第1実施形態と同様に、主幹翼部21のケーシング側およびハブ側に突き出し翼部22、22を備え、突き出し翼部22、22の弦長 l_e を主幹翼部21の弦長 l_m よりも作動流体の流れ方向に向かって長く延ばすとともに、突き出し翼部22、22の翼入口角 β_{ble} のケーシング側およびハブ側とともに主幹翼部21の翼入口角 β_{blm} よりも大きく設定したものである。この場合、突き出し翼部22、22の弦長 l_e および主幹翼部21の弦長 l_m は、翼高さ方向に対し、図13に示すようになっている。また、突き出し翼部22、22の翼入口角 β_{ble} を主幹翼部21の翼入口角 β_{blm} よりも大きく設定した場合の作動流体の各速度成分は、図14に示すようになり、またハブ側の突き出し翼部22の翼入口角 β_{ble} を主幹翼部21の翼入口角 β_{blm} よりも大きく形成した場合の作動流体の各速度成分は、図15に示すようになっている。

【0054】このように、本実施形態では、ケーシング側およびハブ側の突き出し翼部22、22の弦長 l_e を主幹翼部21の弦長 l_m よりも作動流体の流れ方向に向かって長く延ばすとともに、ケーシング側およびハブ側の突き出し翼部22、22の翼入口角 β_{ble} を主幹翼部21の翼入口角 β_{blm} よりも大きく設定したので、主幹翼部21からケーシング側の突き出し翼部22およびハブ側の突き出し翼部22に押圧力を発生させることができ、また作動流体の境界層厚みを従来よりも、より一層少なくし、圧力上昇等従来よりもより一層向上させることができる。

【0055】したがって、本実施形態によれば、従来の較べ翼性能の向上、段落あたりの圧力上昇の向上等を図ることができる。

【0056】図16は、本発明に係る軸流圧縮機用翼を静翼に適用した第3実施形態の概略図である。なお、第1実施形態の構成部品と同一または対応する部分には同一符号を付す。

【0057】本実施形態に係る静翼29は、第3実施形態と同様に、主幹翼部21のケーシング側およびハブ側に突き出し翼部22、22を備え、突き出し翼部22、22の弦長 l_e を主幹翼部21の弦長 l_m よりも作動流体の流れ方向に向かって長く延ばすとともに、突き出し翼部22、22の翼入口角 β_{ble} のケーシング側およびハ

ブ側とともに主幹翼部21の翼入口角 β_{blm} よりも大きく形成したものである。

【0058】また、ケーシング側の突き出し翼部22の翼入口角 β_{ble} を主幹翼部21の翼入口角 β_{blm} よりも大きく形成した場合の作動流体の各速度成分は、図17に示すように、またハブ側の突き出し翼部22の翼入口角 β_{ble} を主幹翼部21の翼入口角 β_{blm} よりも大きく形成した場合の作動流体の各成分は、図18に示すようになっている。

【0059】本実施形態に係る静翼29では、ケーシング側およびハブ側の突き出し翼部22、22の弦長 l_e を主幹翼部21の弦長 l_m よりも作動流体の流れ方向に向かって長く延ばすとともに、ケーシング側およびハブ側の突き出し翼部22、22の翼入口角 β_{ble} を主幹翼部21の翼入口角 β_{blm} よりも大きく設定したので、主幹翼部21からケーシング側の突き出し翼部22およびハブ側の突き出し翼部22に押圧力を発生させることができ、また作動流体の境界層厚みを従来よりも、より一層少なくし、圧力上昇等従来よりもより一層向上させることができる。

【0060】したがって、本実施形態によれば、従来の較べ翼性能の向上、段落あたりの圧力上昇の向上等を図ることができる。

【0061】図19は、本発明に係る軸流圧縮機用翼を動翼に適用した第4実施形態の概略図である。なお、第1実施形態の構成部品と同一または対応する部分には同一符号を付す。

【0062】本実施形態に係る動翼20は、主幹翼部21の弦長 l_m に対し、ケーシング側およびハブ側の突き出し翼部22、22とともに、主幹翼部21の前縁LEから作動流体の流れ方向に向かって延ばし、かつ主幹翼部21の後縁TEから後流側に向かって延ばし、その弦長 l_e を、主幹翼部21の弦長 l_m より長くしたもので、 $l_e > l_m$ の関係になっている。このため、本実施形態に係る動翼20では、図示の翼面静圧力分布で示すように、前縁LEおよび後縁TEにおける主幹翼部21と突き出し翼部22との間に、ケーシング側およびハブ側のそれぞれに向かって圧力差 ΔP が発生する。この圧力差 ΔP は、ケーシング側およびハブ側に向う押圧力 F として働く。

【0063】また、本実施形態に係る動翼20は、突き出し翼部22、22の翼入口角 β_{ble} のケーシング側を、主幹翼部21の翼入口角 β_{blm} よりも多く設定したものである。なお、ハブ側の突き出し翼部22の翼入口角 β_{ble} と主幹翼部21の翼入口角とは同一である。

【0064】このように、本実施形態に係る動翼20では、前縁LEおよび後縁TEにおけるケーシング側およびハブ側に向う押圧力 F が発生するので、この押圧力によりケーシング側およびハブ側に発生する二次流れに伴う二次流れ渦を低く抑えることができる。

【0065】したがって、本実施形態によれば、翼性能を従来よりも一層向上させることができる。

【0066】図20は、本発明に係る軸流圧縮機用翼を動翼に適用した第5実施形態の概略図である。なお、第1実施形態の構成部品と同一または対応する部分には同一符号を付す。

【0067】本実施形態に係る動翼20は、主幹翼部21の弦長 l_m に対し、ケーシング側およびハブ側の突き出し翼部22、22とともに、主幹翼部21の前縁LEから作動流体の流れ方向に向かって延ばし、かつ主幹翼部21の後縁TEから後流側に向かって延ばし、その弦長 l_e を、主幹翼部21の弦長 l_m より長くする一方、突き出し翼部22、22の翼入口角 β_{ble} のケーシング側およびハブ側を、主幹翼部21の翼入口角 β_{blm} よりも大きく形成したものである。

【0068】このように、本実施形態では、ケーシング側およびハブ側ともに、突き出し翼部22の翼入口角 β_{ble} を主幹翼部21の翼入口角 β_{blm} よりも大きく設定したので、ケーシング側およびハブ側の翼端部の損失を低くすることができ、失速マージンの範囲を大きくすることができる。

【0069】図21は、本発明に係る軸流圧縮機用翼を静翼に適用した第6実施形態の概略図である。なお、第1実施形態の構成部品と同一または対応する部分には同一符号を付す。

【0070】本実施形態に係る動翼29は、第5実施形態と同様に、主幹翼部21の弦長 l_m に対し、ケーシング側およびハブ側の突き出し翼部22、22とともに、主幹翼部21の後縁TEから後流側に向かって延ばし、その弦長 l_e を、主幹翼部21の弦長 l_m より長くする一方、突き出し翼部22、22の翼入口角 β_{ble} のケーシング側およびハブ側を、主幹翼部21の翼入口角 β_{blm} よりも大きく設定したものである。

【0071】このように、本実施形態では、ケーシング側およびハブ側ともに、突き出し翼部22の翼入口角 β_{ble} を主幹翼部21の翼入口角 β_{blm} よりも大きく設定したので、ケーシング側およびハブ側の翼端部の損失を低くすることができ、段落あたりの圧力上昇を大きくすることができる。

【0072】図22は、いわゆるストレート翼と称して従来から使用されている静翼29に、主幹翼部21のケーシング30側およびディスク31のハブ側に、突き出し翼部22、22を連続一体に形成した動翼20を組み合わせた本発明に係る軸流圧縮機の第1実施形態を示す概略図である。

【0073】従来、軸流圧縮機は、内輪32およびフィン33を備えた静翼29と動翼20とを組み合わせた段落を構成し、この段落を軸方向に多段に配置していた。この場合の静翼29と動翼20との隙間は、ケーシング側からハブ側まではば一定値になっていたが、主幹翼部2

1の弦長 l_m よりも長い突き出し翼部22、22の弦長 l_e の動翼20を適用すると、中間部分の隙間 d_m に較べてケーシング側およびハブ側の隙間 d_t は短くなる。このため、ケーシング側およびハブ側の隙間 d_t は、適正值に設定しておかないと、境界層、ウェーク等の混合により翼列損失が大きくなる。

【0074】本実施形態は、図23に示すように、突き出し翼部22の長さを l_{ea} とし、主幹翼部21の弦長 l_m とすると、その長さ比の範囲を

【数7】 $0.1 < l_{ea}/l_m < 0.4 \quad \dots\dots (3)$
に設定したものである。

【0075】この長さ比 l_{ea}/l_m を上式(3)の範囲に設定したのは、図24に示す損失のデータに基づく。図24は、縦軸に従来の翼の損失を1.0としたときの損失比を、また横軸に突き出し翼部22の長さ l_{ea} に対する主幹翼部21の弦長 l_m の長さ比 l_{ea}/l_m をそれぞれ示している。図24において、長さ比 l_{ea}/l_m は上式(3)の範囲で、軸方向隙間損失 ξ_{ax} が従来に較べて高くなっているものの、二次流れ損失 ξ_c および翼列損失 ξ_s とともに従来に較べて低くなっていることが認められる。したがって、長さ比 l_{ea}/l_m は上式(3)の範囲に設定するのが適当である。

【0076】このように、本実施形態では、長さ比 l_{ea}/l_m を上式(3)の範囲に設定したから、軸流圧縮機に段落効率の高い運転を行わせることができる。

【0077】

【発明の効果】以上説明の通り、本発明に係る軸流圧縮機用翼は、主幹翼部のケーシング側およびハブ側に主幹翼部の弦長よりも長い突き出し翼部を形成するとともに、突き出し翼部の翼入口角を主幹翼部の翼入口角よりも大きく設定したので、動翼の翼性能を従来より向上させることができ、失速マージンの範囲を大きくすることができる。

【0078】また、本発明に係る軸流圧縮機は、上述の形状の静翼と動翼とを組み合わせるにより、段落あたりの圧力比を従来よりも上昇させることができ、従来の段落よりも少ない段落の軸流圧縮機を実現することができる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明に係る軸流圧縮機用翼を動翼に適用した第1実施形態の概略図。

【図2】本発明に係る軸流圧縮機用翼の第1実施形態において、翼高さ方向の翼入口角の分布を説明する図。

【図3】本発明に係る軸流圧縮機用翼の第1実施形態において、翼高さ方向の弦長の分布を説明する図。

【図4】本発明に係る軸流圧縮機用翼の第1実施形態において、損失比を示す線図。

【図5】本発明に係る軸流圧縮機用翼の第1実施形態において、ケーシング側の作動流体の速度成分を示す図。

【図6】本発明に係る軸流圧縮機用翼の第1実施形態に

において、ハブ側の作動流体の速度成分を示す図。

【図7】本発明に係る軸流圧縮機用翼の第1実施形態において、背側馬蹄型渦の流れを説明する図。

【図8】従来の軸流圧縮機用翼において、背側馬蹄型渦の流れを説明する図。

【図9】本発明の翼効率と従来の翼効率とを比較した翼効率(η)ー流量(Q)線図。

【図10】本発明の圧力と従来の圧力とを比較した圧力(P)ー流量(Q)線図。

【図11】本発明に係る軸流圧縮機用翼を動翼に適用した第2実施形態の概略図。

【図12】本発明に係る軸流圧縮機用翼の第2実施形態において、翼高さ方向の翼入口角の分布を説明する図。

【図13】本発明に係る軸流圧縮機用翼の第2実施形態において、翼高さ方向の弦長の分布を説明する図。

【図14】本発明に係る軸流圧縮機用翼の第2実施形態において、ケーシング側の作動流体の速度成分を示す図。

【図15】本発明に係る軸流圧縮機用翼の第2実施形態において、ハブ側の作動流体の速度成分を示す図。

【図16】本発明に係る軸流圧縮機用翼を静翼に適用した第3実施形態の概略図。

【図17】本発明に係る軸流圧縮機用翼の第3実施形態において、ケーシング側の作動流体の速度成分を示す図。

【図18】本発明に係る軸流圧縮機用翼の第3実施形態において、ハブ側の作動流体の速度成分を示す図。

【図19】本発明に係る軸流圧縮機用翼を動翼に適用する第4実施形態の概略図。

【図20】本発明に係る軸流圧縮機用翼を動翼に適用する第5実施形態の概略図。

【図21】本発明に係る軸流圧縮機用翼を静翼に適用する第6実施形態の概略図。

【図22】本発明に係る軸流圧縮機用翼の第7実施形態の概略図。

【図23】本発明に係る軸流圧縮機用翼の第7実施形態において、主幹翼部の弦長と突き出し翼部の長さを説明する図。

【図24】本発明に係る軸流圧縮機用翼の第2実施形態において、損失比を示す線図。

【図25】従来の軸流圧縮機用翼の実施形態を示す概略断面図。

【図26】従来の軸流圧縮機用翼の別の実施形態を示す概略断面図。

【図27】翼列間を流れる作動流体の渦の発生過程を説明する図。

【図28】従来の軸流圧縮機用翼の翼型を説明する図。

【図29】インシデンスの変化に対する損失を示すグラフ。

【図30】従来の軸流圧縮機用翼における作動流体の軸流速度成分の分布を示す図。

【図31】従来の軸流圧縮機用翼における翼中間部の翼型と翼端部の翼型とを重ね合せた図。

【図32】従来の軸流圧縮機用翼において、翼中間部を通る作動流体の速度三角形を示す図。

【図33】従来の軸流圧縮機用翼において、翼端部を通る作動流体の速度三角形を示す図。

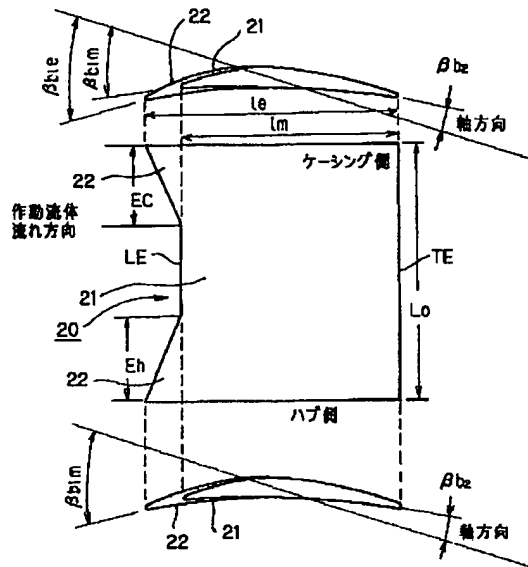
【図34】従来の軸流圧縮機用翼に発生する外力に対し、後縁の応力を説明する図。

【図35】従来の別の軸流圧縮機用翼の実施形態を示す図。

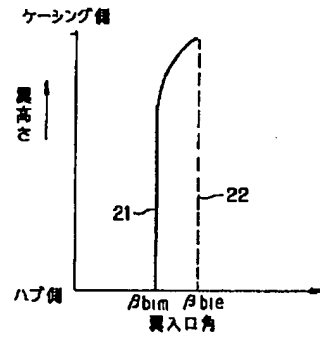
【符号の説明】

- 1 静翼
- 2 ケーシング
- 3 動翼
- 4 ディスク
- 5 回転軸
- 6 フィン
- 7 内輪
- 8 端壁
- 9a, 9b 翼
- 10a, 10b 入口境界層
- 11a, 11b 前縁
- 12a, 12b 背側馬蹄型渦
- 13a, 13b 腹側馬蹄型渦
- 14 流路渦
- 15 円
- 16 主幹翼部
- 17, 18 突き出し翼部
- 20 動翼
- 21 主幹翼部
- 22 突き出し翼部
- 23 背側
- 24 背側馬蹄型渦
- 25 動翼
- 26 壁面
- 27 入口境界層
- 28 作動流体
- 29 静翼
- 30 ケーシング
- 31 ディスク
- 32 内輪
- 33 フィン

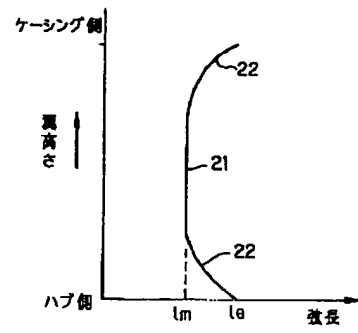
【図1】



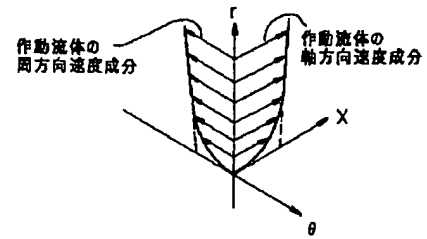
【図2】



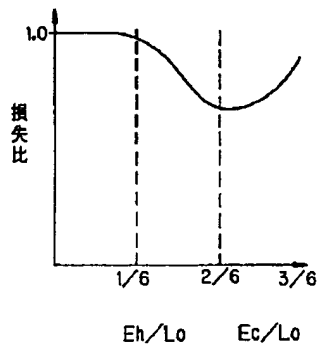
【図3】



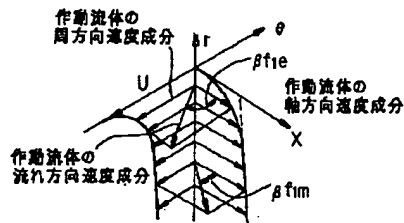
【図6】



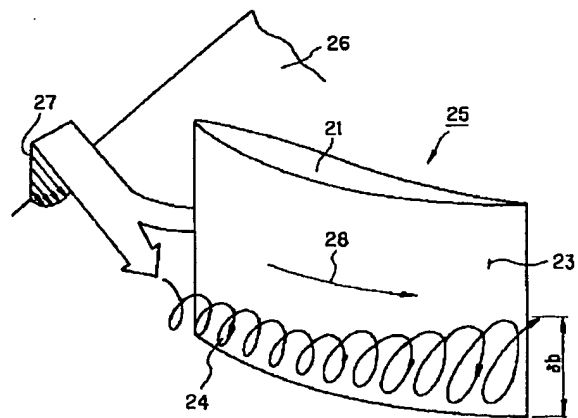
【図4】



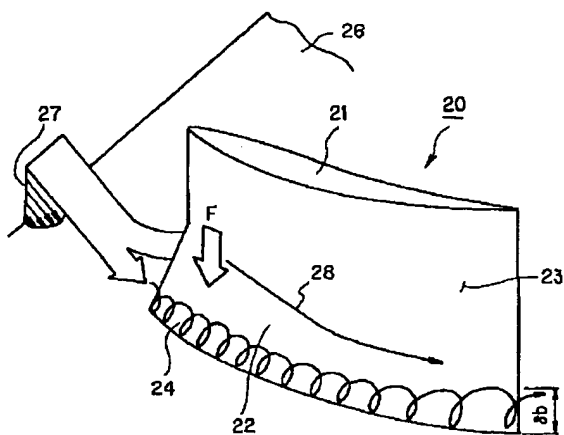
【図5】



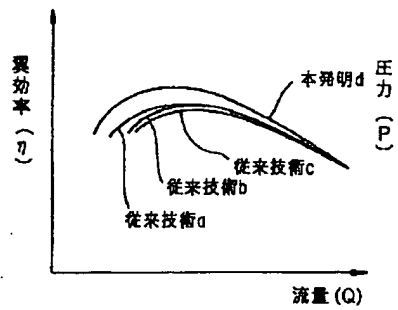
【図8】



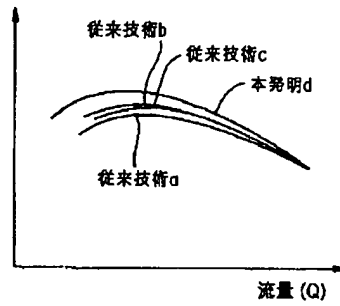
【図7】



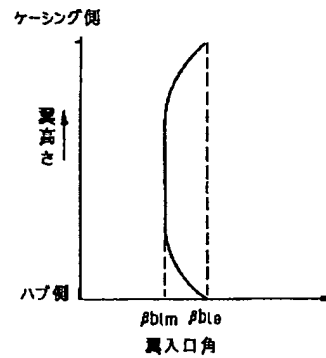
【図9】



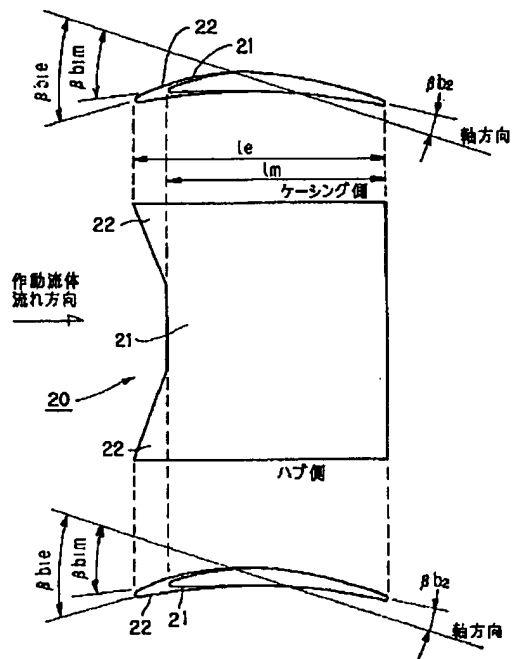
【図10】



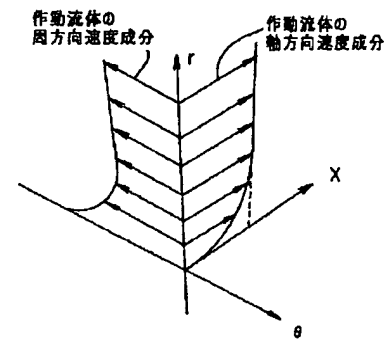
【図12】



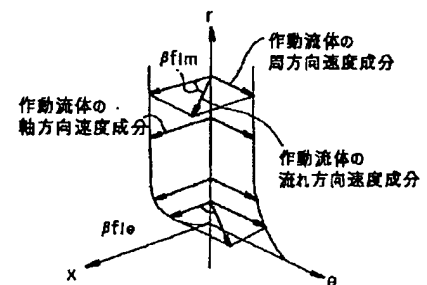
【図11】



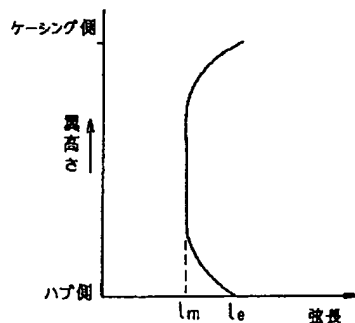
【図15】



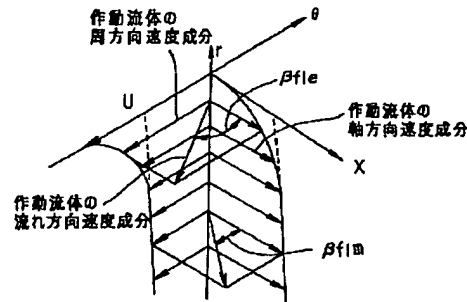
【図18】



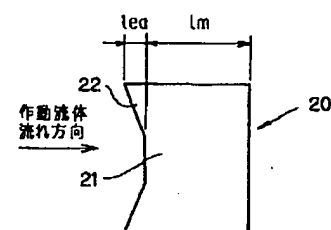
【図13】



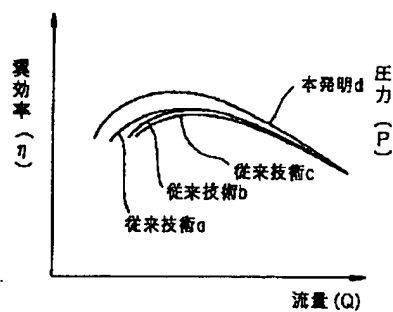
【図14】



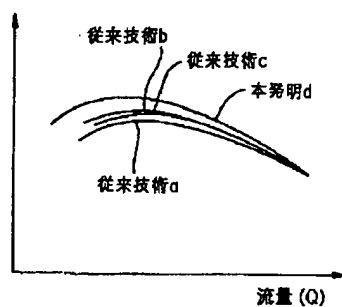
【図23】



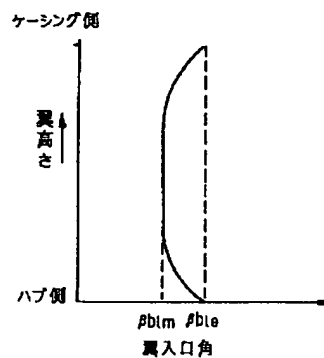
【図9】



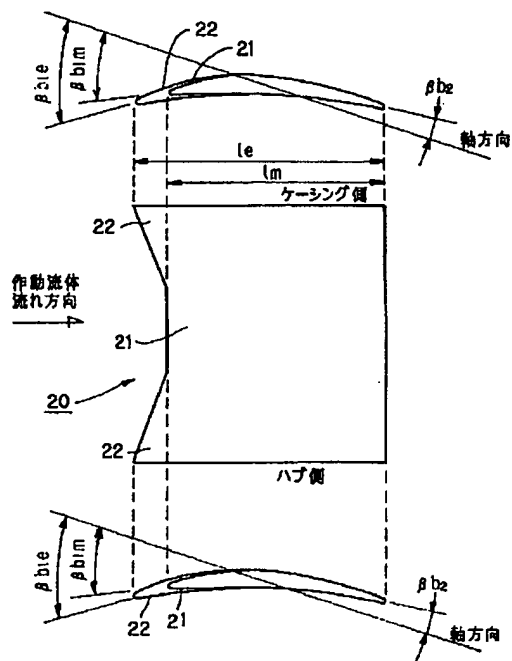
【図10】



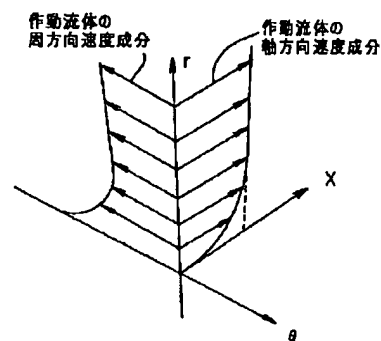
【図12】



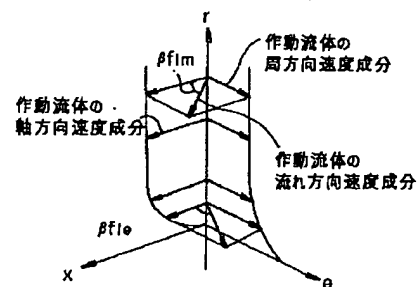
【図11】



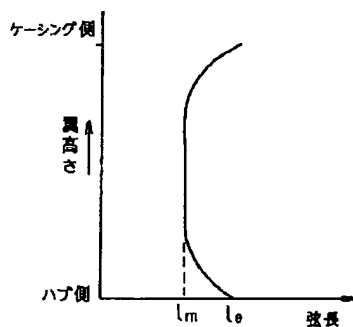
【図15】



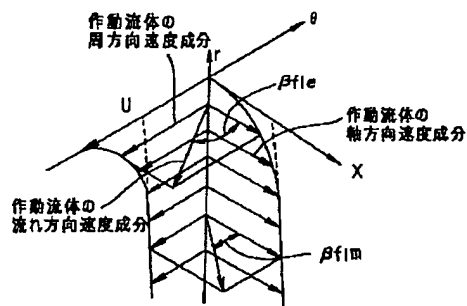
【図18】



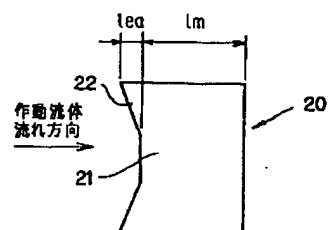
【図13】



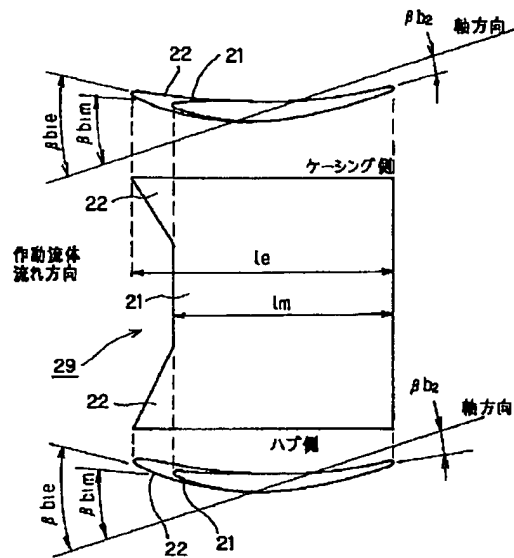
【図14】



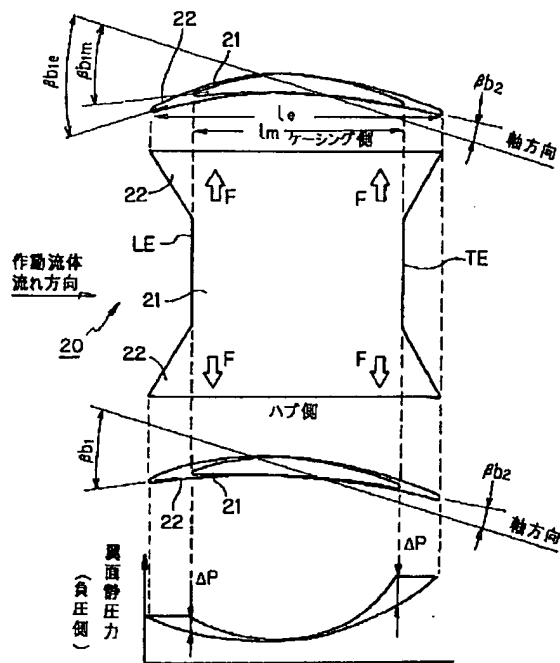
【図23】



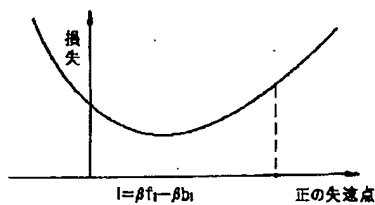
【図16】



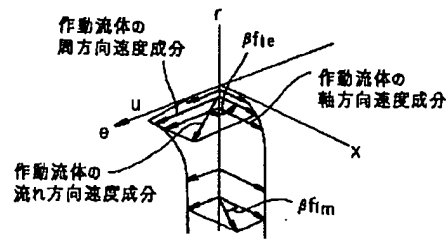
【図19】



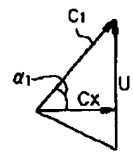
【図29】



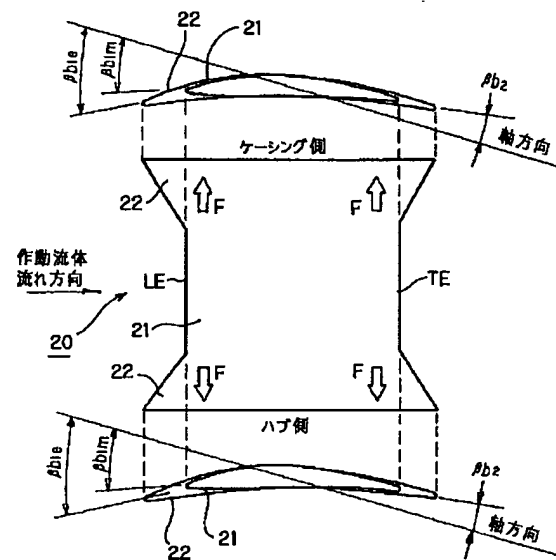
【図17】



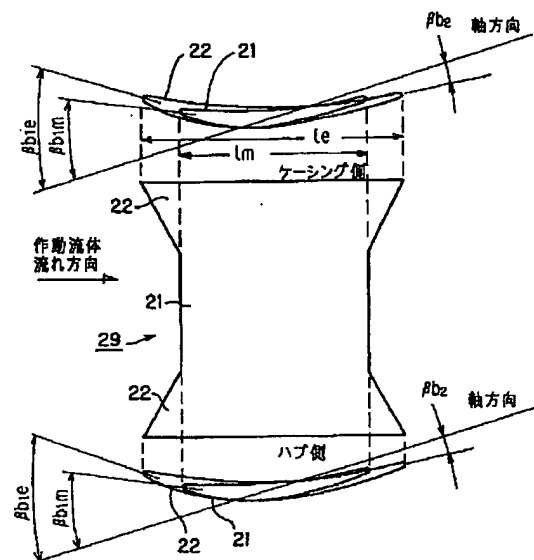
【図32】



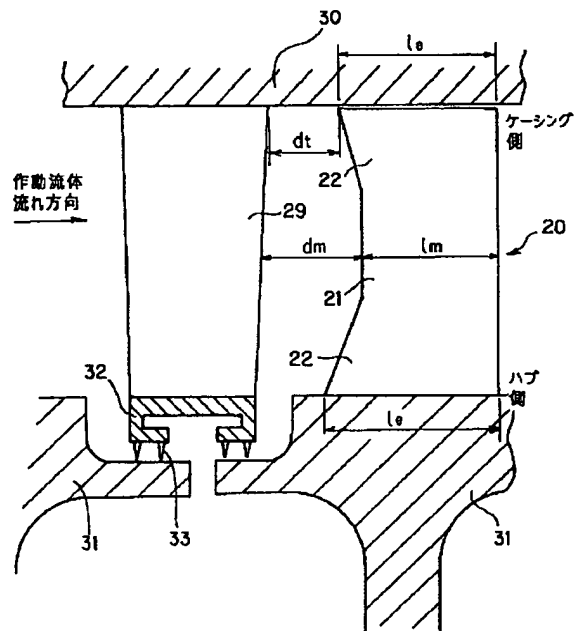
【図20】



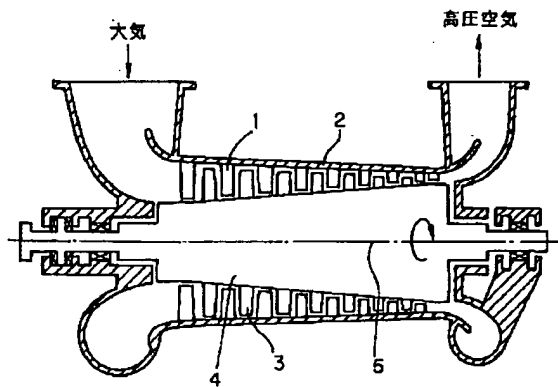
【図21】



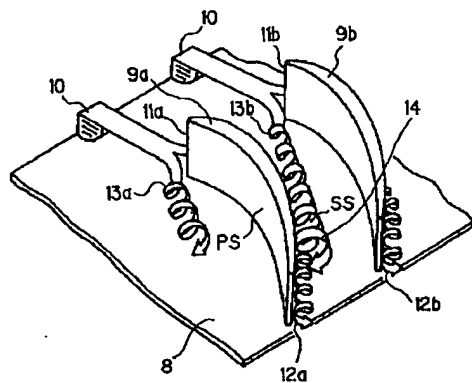
【図22】



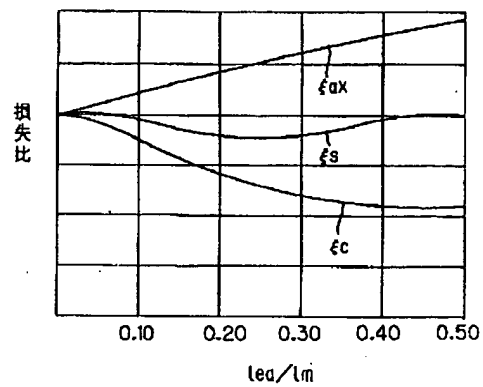
【図25】



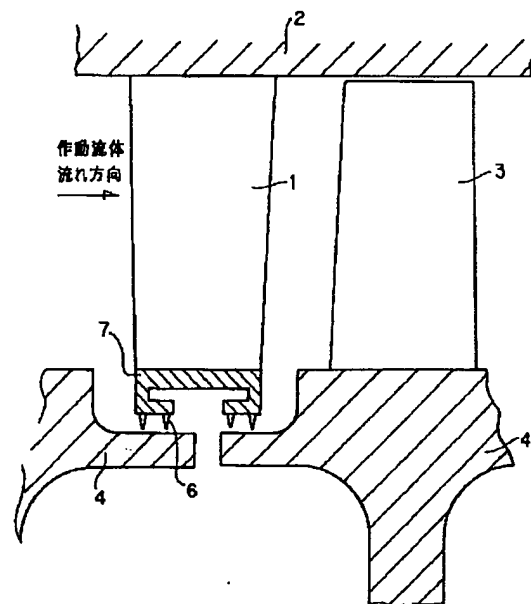
【图27】



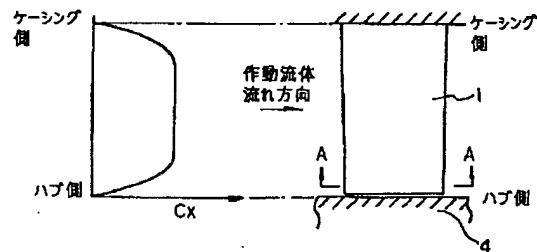
【図24】



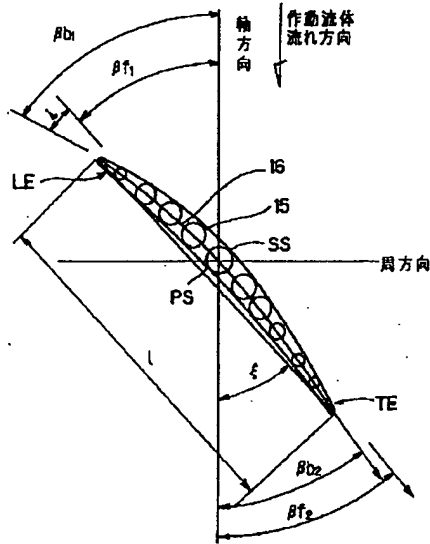
【图 26】



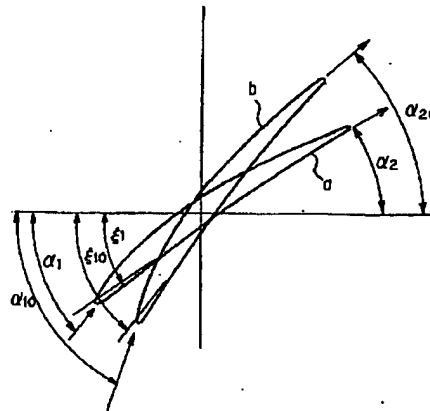
【図30】



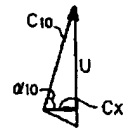
【図28】



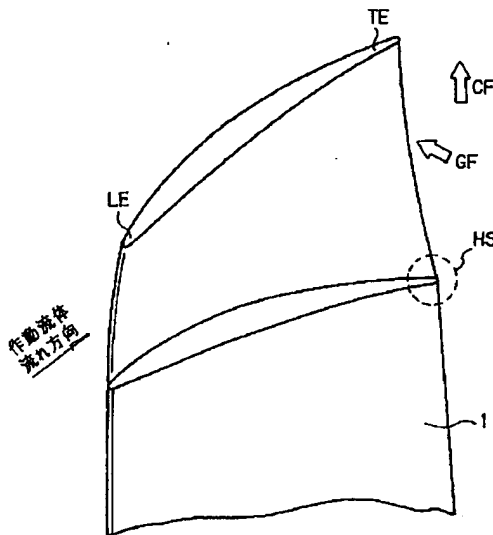
【図31】



【図33】



【図34】



【図35】

